

# HTPB/GO<sub>2</sub> 하이브리드 로켓의 산화제 유량제어

오화영\* · 문성환\*\* · 허환일\*\*\*

## Flow Rate Control of Gaseous Oxygen for a HTPB/GO<sub>2</sub> Hybrid Rocket

Hwa-Young Oh\* · Sung-Hwan Moon\*\* · Hwanil Huh\*\*\*

### ABSTRACT

Hybrid rockets have many advantages over solid and liquid rockets. Hybrid rockets put forth high  $I_{sp}$  like liquid rockets in spite of simple structure and low cost. As oxidizer flow rate is increased, thrust of hybrid rocket is increased accordingly. In this study, lab-scale hybrid rocket is designed, fabricated and tested. This system consists of lab-scale hybrid rocket motor, ignition system, flow system and data acquisition system. In order to control oxidizer flow rate, we construct flow rate control system by using needle valve and stepping motor.

### 초 록

하이브리드 로켓은 고체, 액체 로켓과 비교하여 많은 장점을 가지고 있다. 하이브리드 로켓은 액체 로켓에 비해 구조적으로 단순하고 비용도 저렴하지만 액체 로켓과 유사한  $I_{sp}$ 를 발휘한다. 또한 고체 로켓에서는 불가능한 엔진 소화·재점화가 가능한 장점을 가지고 있다. 하이브리드 로켓의 추력은 산화제의 유량에 비례하여 증가한다. 본 연구에서는 소형 하이브리드 로켓을 설계·제작하여 실험을 수행하였다. 전체 시스템은 하이브리드 로켓 연소기, 점화장치, 유량 조절장치 그리고 데이터 획득 장치로 구성하였다. 산화제의 유량을 조절하기 위해 니들 밸브와 스텝 모터를 결합하였다.

Key Words: Hybrid Rocket(하이브리드 로켓), Flow Control System(유량 제어 시스템), Stepping Motor(스텝모터)

### 1. 서 론

현재 치열해지고 있는 우주계획 및 미래의 우

주여행 시장에서 액체 산화제와 고체 연료를 추진제로 하는 하이브리드 시스템이 근래에 들어 주목받고 있는 이유는 기존의 고체로켓보다는 높고 액체로켓과 견줄만한 성능을 가지고 있으며, 산화제와 연료가 처음부터 섞여 있지 않기 때문에 고체/액체로켓에서 발생할 수 있는 폭발현상이 나타나지 않는 안전성에 있다. 또한 추력이 산화제의 질량유량(mass flow rate)에

\* 충남대학교 항공우주공학과 대학원

\*\* 충남대학교 항공우주공학과 대학원

\*\*\* 충남대학교 항공우주공학과  
연락처자, E-mail: [hwani1@cnu.ac.kr](mailto:hwani1@cnu.ac.kr)  
대전광역시 유성구 궁동 220

비례하여 증가하기 때문에 산화제 분사량만으로 추력을 쉽게 조절할 수 있고, 필요에 따라 엔진 소화·재점화(stop and restart)가 가능하다는 점이다. 이는 고체 로켓에서는 찾아볼 수 없는 모터 작동 실패 과정에서의 고려해야 할 중요한 안전요소이다. 그리고 산화제와 연료를 동시에 조절해야 하는 액체로켓과 비교해서 하이브리드 로켓은 간단한 배관작업과 제어장치 작업만이 필요하기 때문에 높은 가격경쟁력을 갖으며 여러 가지 추진제 조합을 통해 비독성(non-toxic)의 가스를 배출하기 때문에 현재까지의 추진 시스템 중에서 가장 환경 친화적[1,2]이다. 본 논문에서는 Lab-scale 하이브리드 로켓을 설계·제작하고, 하이브리드 로켓의 추력이 산화제 분사량에 의해 조절할 수 있다는 점에 초점을 맞추어 needle valve와 스텝모터를 이용하여 산화제 유량을 조절할 수 있는 시스템을 제작하였다.

## 2 하이브리드 로켓 실험장치 구성

하이브리드 로켓 실험 장치는 Fig. 1의 장치 구성도에서 볼 수 있듯이 하이브리드 연소기, 점화장치, 스텝모터를 장착한 산화제 공급 배관 그리고 데이터 획득 장치(DAS)로 구성되어 있다.

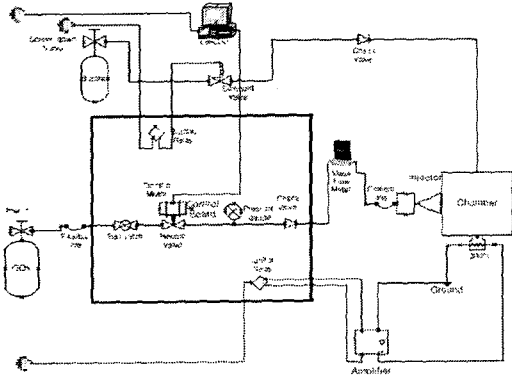


Fig. 1 하이브리드 로켓 실험장치 구성도

하이브리드 연소기 실험장치를 제작하기 전에 시행착오를 최소화하기 위해 Fig. 2의 순서도에 의해 제작과정을 진행하였다.

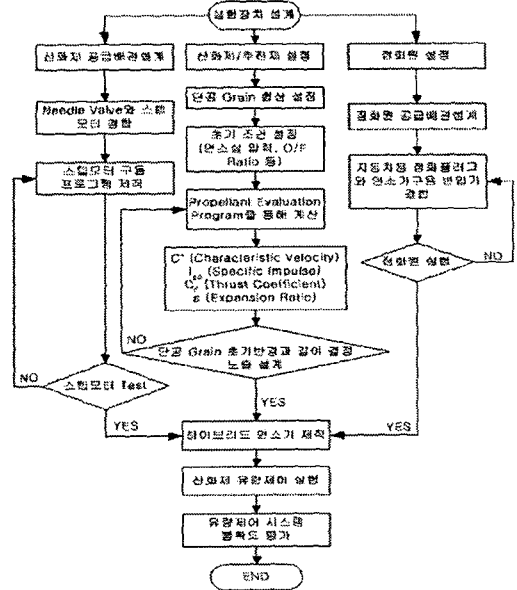


Fig. 2 하이브리드 로켓 실험장치 순서도

### 2.1 하이브리드 연소기

본 논문에서 설계한 하이브리드 연소기는 연소실 압력 200 psi, 추력 30 lbf급으로 사용된 산화제와 추진제는 각각 기체 산소와 HTPB (Hydroxyl Terminated Polybutadiene)를 사용하였다. PEP(propellant evaluation program)을 이용하여  $C^*$ (characteristic velocity),  $I_{sp}$ (specific impulse),  $C_F$ (thrust coefficient),  $\epsilon$ (nozzle expansion ratio) 등의 데이터를 산출하고, 이 데이터를 이용하여 추진제의 형태, 초기 반경, 길이 그리고 노즐을 설계하였다. 연소기 설계에 사용한 추진제의 연소 속도 실험식은 실험 [3,4]을 통해 이미 검증된 경험식을 사용하였다.

$$\dot{r} = 0.105 \times G_{ox}^{0.574} \quad (1)$$

여기서  $G_{ox}$ 는 산화제의 질량 유속으로 단위는  $g/cm^2 \cdot s$ 이다. 식 (1)을 이용하여 연소 전·후의 고체 연료 포트 직경, 산화제와 연료의 질량 유량, 당량비, 노즐목 면적 등을 계산하여 설계·제작하였다[5]. 하이브리드 연소기는 예연소실(pre-combustion chamber), 연소실(combustion chamber), 후방연소실(post-combustion chamber)

그리고 노즐 케이스로 구성되어 있다. 각 부분에 있는 플랜지(flange)에 볼트를 이용하여 부분별로 고정하였으며 연소기 제작에 사용된 재료는 열전도율이 낮은 SUS-304를 사용하였다. 아래의 Fig. 3은 제작한 하이브리드 연소기 형상이다.

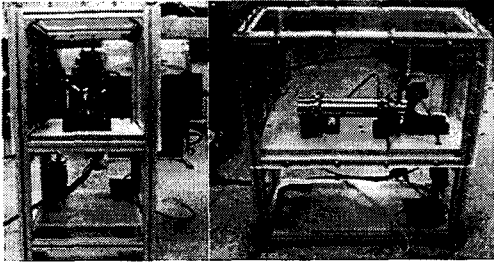


Fig. 3 하이브리드 연소기 형상

## 2.2 점화장치

본 연구에서는 연소기 점화원인 부탄가스를 점화하기 위해 자동차용 점화플러그와 가스보일러용 변압기를 연결하여 220 V의 전압을 점화플러그 끝단에서 10 KV로 증폭하여 스파크를 지속적으로 유지할 수 있도록 제작하여 예연소실에 장착하였다. 부탄가스는 점화원의 역할이므로 가능한 적은 유량으로 점화가 가능한 유량을 측정하기 위해 열식유량계(thermal mass flow meter)를 이용하여 산화제 공급압력을 200 psi 상태에서 실험한 결과 Fig. 4에서 볼 수 있듯이 0.142 cc/sec의 유량에서 안정적인 점화신뢰성이 확보된다는 점을 알 수 있었다.

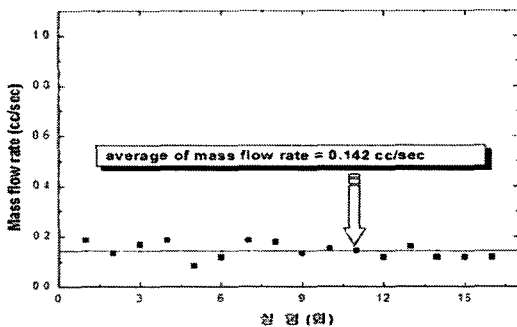


Fig. 4 점화성공에 필요한 부탄가스 유량 실험

## 2.3 산화제 공급배관

본 연구에서는 산화제 공급배관을 아래의 Fig. 5와 같이 구성하였다. 산소 탱크의 압력 조절을 위한 레귤레이터, 압력 센서, 산화제 유량을 제어하기 위해 스텝모터를 장착한 needle valve와 on/off를 담당하는 solenoid valve, 역화방지용 check valve 그리고 유량을 측정하기 위한 유량계로 구성되어 있다.

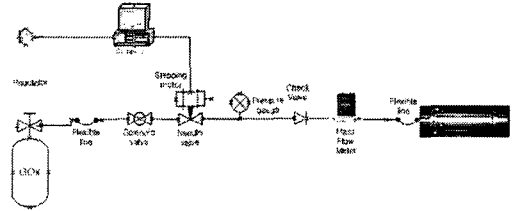


Fig. 5 산화제 유량 공급시스템 구성도

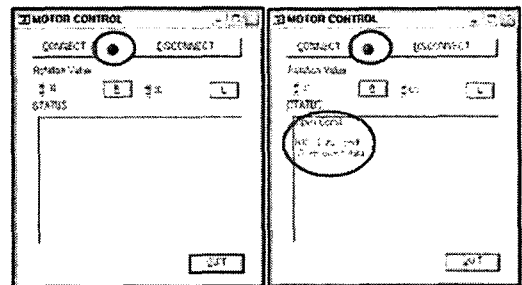


Fig. 6 스텝모터 제어창

Needle valve에 스텝모터를 장착하여 산화제의 유량을 제어하기 위해 모터를 구동하기 위한 프로그램으로 PIC BASIC 마이크로 컨트롤러를 사용하였다. 그리고 스텝모터 제어판과 PIC BASIC Program의 통신을 위해 RS-232C방식을 사용하였다. 컴퓨터를 통해 스텝모터를 제어하기 위해 LabWindows/CVI를 사용하여 Fig. 6과 같은 제어창을 구성하였다. 스텝 모터 자체에서 needle valve를 작동하기 위한 충분한 토크를 얻으므로 연결장치를 제작하여 두 장치를 결합하였다. Needle valve가 회전하면서 스텝모터의 상하운동이 가능하도록 스텝모터를 알루미늄 판을 부착하고, 이 판과 연마봉 사이에 마찰력을 최소화하기 위하여 베어링을 장착하여 Fig. 7과 같이 제작하였다.

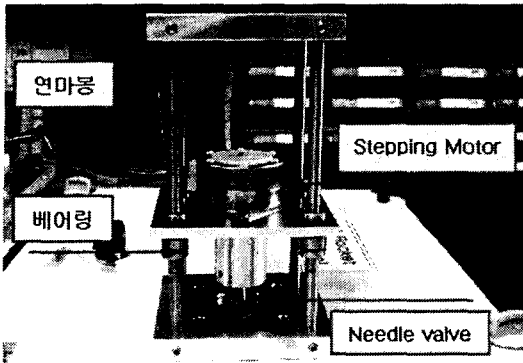


Fig. 7 전체 조립 형상

### 2.4 산화제 유량 조절 실험

스텝모터를 사용하여 needle valve를 제어하기 위해 LabWindows/CVI 소프트웨어와 PnP board, 스텝모터로 장치구성을 하여 유량계를 이용하여 공급압력 80~200psi 상태에서 산화제의 유량 측정 실험을 수행하였다. Fig. 8은 산화제 유량 조절 실험을 통해 측정된 결과값을 나타내며 스텝모터의 사양에 따른 회전각을 감안하여 산화제의 유량 측정 실험을 수행하였다.

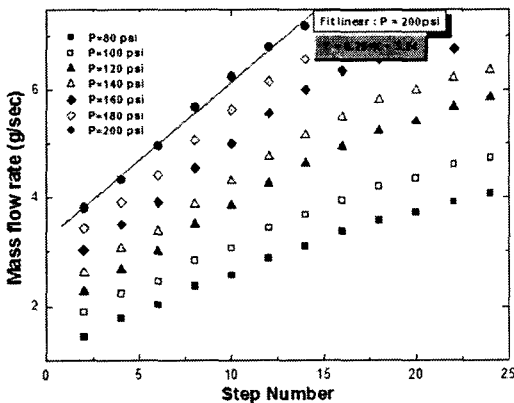


Fig. 8 산화제 유량제어 실험

산화제 공급압력을 200 psi에서 데이터를 측정된 결과 Fig. 8에서 보는 바와 같이 대략 한 스텝에 의해 약 0.145 g/sec의 유량을 조절할 수 있다는 결론을 얻었다.

### 3. 결 론

본 연구에서는 소형 하이브리드 로켓을 설계·제작하고, needle valve에 스텝모터를 장착하여 산화제 유량을 조절할 수 있는 시스템을 구성하였다. 현재 추력 측정 장치를 제작하여 고체 연료를 장착한 후 연소 실험을 통한 추력 측정을 준비 중에 있으며, 향후 인젝터와 그레이인의 형상을 통한 하이브리드 연소기 성능 향상을 위한 다양한 연구를 진행할 계획이다.

### 4. 후 기

본 연구는 한국과학재단의 목적기초 연구지원 (과제번호 : KOSEF R01-2003-000-11735-0)으로 수행된 연구결과의 일부이며 연구비를 지원해 주신 한국과학재단에 감사드립니다.

### 참 고 문 헌

1. 권민찬, 허환일, "하이브리드 로켓의 개념 소개 및 연구개발 동향 분석 I - 대형프로젝트 및 기업," 한국항공우주학회지, 제30권 3호, 2002, pp.146~154.
2. 권민찬, 허환일, "하이브리드 로켓의 개념 소개 및 연구개발 동향 분석 II - 대학 및 아마추어," 한국항공우주학회지, 제30권 3호, 2002, pp.155~163.
3. W. R. Humble, N. G Henry and J. W. Larson, "Space Propulsion Analysis and Design", Space Technology Series, McGraw Hill, Inc., pp.107~120, 179~441, 711~712, 1995.
4. G. P. Sutton, "Rocket Propulsion Elements", 7th Ed., John Wiley & Sons, Inc., 1992, pp.502~521
5. Philmon George, S. Krishnan, P.M. varkey, M. Ravindran and Lalitha Ramachandran, "Fuel Regression Rate in Hydroxyl-Terminated-Polybutadiene/Gaseous-Oxygen Hybrid Rocket Motors," Journal of Propulsion and Power Vol. 17, No. 1, January-February 2001.